

多层隔热结构研究进展

赵一搏 杨汝平 邱日尧 马晓静 许小强

(航天材料及工艺研究所,北京 100076)

文 摘 多层隔热(MLI)结构在高真空环境下具有极低热导率,主要用于太空环境下飞行器和大型燃料贮箱的隔热。本文对 MLI 结构的隔热原理、选材、制备工艺及应用等进行了综述,简要介绍了国内外 MLI 结构的研究进展和发展趋势,提出进一步改进 MLI 的性能是我国实现飞行器长期在轨运行和深空探测的重要研究方向。

关键词 运载火箭,燃料贮箱,多层隔热

Recent Progress on Multi-Layer Insulation Structures

Zhao Yibo Yang Ruping Qiu Riyao Ma Xiaojing Xu Xiaoqiang

(Aerospace Research Institute of Materials & Processing Technology, Beijing 100076)

Abstract Multi-layer insulation structures (MLI) are a kind of composite mostly used as thermal insulation of the aircraft and propellant tank in the space. In this paper, heat insulating principle, composition, processing technology and the application of MLI are reviewed. The recent the progress and tendency of MLI is introduced briefly. With the purpose of landing on moon and deep space exploration, the property of MLI must be improved.

Key words Launch vehicle, Propellant tank, Multi-layer insulation

0 引言

目前在役火箭所采用的隔热结构均可以满足短时间发射准备和飞行的需要,但随着人类的脚步迈向更遥远的宇宙空间,火箭在太空环境下所运行的时间更长,最长达 1 600 d^[1]。为此,各国的研究人员不断将新材料引入绝热结构的设计中,其中几种材料的热导率见图 1。多层隔热结构 (MLI) 在太空环境下具有最低的热导率,是目前航天隔热材料研究的热点^[2]。

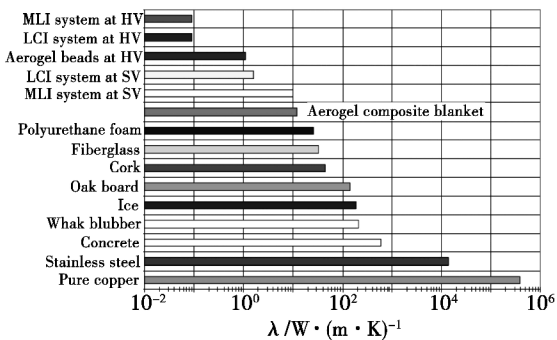


图 1 几种材料的热导率对比^[2]

Fig. 1 Thermal insulating performance of various materials

MLI 结构(图 2)主要由具有高反射能力的反射材料和间隔层材料组成。通过增加反射材料的层数可以减小辐射传热的传热量,但反射材料层数的增加会导致反射层间物理接触的概率增加,从而导致固体传热量的增加;增加间隔材料层可以减少固体传热的传热量;气相介质传热则与体系内的真空环境相关,当真空度较高时,体系中大部分的气体分子被去除,因此与前两种传热方式相比,气相介质传热量很小。

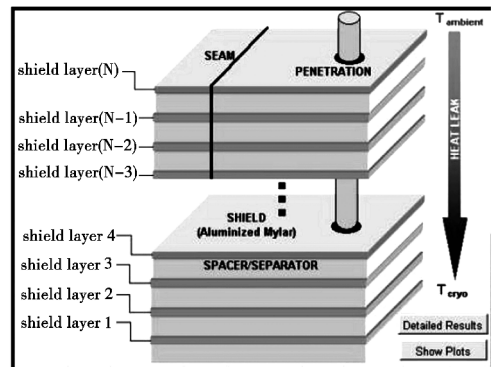


图 2 MLI 结构示意图^[1]

Fig. 2 Structural drawing of MLI

收稿日期:2013-06-04

作者简介:赵一搏,1985 年出生,工程师,主要从事隔热材料及工艺研究。E-mail: zhaoyb703@sohu.com

在火箭贮箱的绝热结构中,MLI 往往和闭孔泡沫沬外隔热层复合使用。当火箭处于发射准备状态和发射过程中,闭孔泡沫外隔热层起主要的隔热作用,并防止空气在隔热层中发生抽吸而导致绝热结构的破坏。火箭进入太空后,在太空的高真空环境下辐射成为主要传热方式,MLI 则起到主要的隔热作用。

1 MLI 的材料选择

MLI 的概念由 Peterson^[3]于 1951 年提出,他们认为在固体传热和气相介质传热减小到一定程度后,辐射传热成为主要的传热方式,因此将高反射率的薄膜材料和导热率很低的间隔材料复合,便可起到较好的隔热效果。

用于反射屏的材料主要有两类:一类是金属箔,如铝箔、铜箔、金箔、镍箔、钼箔、不锈钢箔等;另一类是表面蒸镀金属层的塑料薄膜,如蒸镀有金或铝的聚脂薄膜或聚酰亚胺薄膜。铝箔和镀铝聚脂薄膜成本低、生产工艺成熟、表面发射率低,表面的氧化铝薄膜使其具有良好的稳定性,是应用最多的两种反射屏材料。从隔热性能来看,铝箔要比镀铝聚脂薄膜好 1 ~ 2.5 倍,但抗撕强度不及后者,至少要厚 25 ~ 125 μm 才可实际使用,而镀铝聚脂薄膜强度较好。在使用温度不高的情况下,镀铝聚脂薄膜应用最多,铝箔主要用于温度较高的场合。

张建可等^[4]通过电子辐照、原子氧作用及紫外线辐照等试验对几种 MLI 反射屏候选材料的性能进行了表征,被选材料包括聚酯、聚酰亚胺、吡龙和吡龙/聚酰亚胺混合薄膜等。在电粒子辐照试验中几种材料的化学结构稳定,未发生明显变化,其稳定性顺序为:100% 吡龙 > 50% 吡龙 > 20% 吡龙 > 聚酰亚胺 > 聚酯。

在原子氧试验中,几种材料的性能均保持稳定,其抗原子氧性能由强到弱的顺序为:自制聚酰亚胺 > 20% 吡龙 > 进口聚酰亚胺 > 100% 吡龙 > 聚酯。

在紫外光照试验中,当试验温度较低时,几种材料的性能保持良好,但在 50 ~ 80 $^{\circ}\text{C}$,聚酰亚胺样品部分损失挥发,但吡龙样品保持良好,说明吡龙样品在抗紫外线辐射方面具有一定的优势。

综合实验结果,研究人员认为,对于多层隔热反射屏基底材料来说,由于该有机薄膜材料使用时多层卷绕、包覆,而且在薄膜两表面均镀铝,所以空间应用时,不必过多考虑紫外线和原子氧的作用。而辐射可以穿透多层隔热材料,所以主要重点考虑的是抗辐射的问题。在多层缠绕的卫星多层隔热材料反射屏基底材料中,聚酯薄膜使用寿命为 10 a 左右,采用吡龙和聚酰亚胺材料薄膜作为卫星多层隔热材料反射屏基底材料,可以使用 15 ~ 20 a。

用作间隔物的材料主要有疏松纤维、纤维布、网状织物、泡沫塑料等。有时也可不用间隔物,而是将表面蒸镀金属层的塑料薄膜揉皱、压花,来减小反射屏之间接触传热量。配置这类间隔物后,反射屏间的接触传热需通过反射屏与纤维、纤维本身、纤维与纤维以及纤维与反射屏间的传热才能实现,因而接触热阻很大,能有效隔热。一些间隔材料的吸收和散射系数见表 1^[5]。

表 1 间隔材料的吸收系数和反射系数

Tab. 1 Absorption and scattering coefficients of spacer materials

间隔物	密度/ $\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$	厚度/ μm	纤维直 径/ μm	温度/ K	吸收系 数/ 10^3m^{-1}	散射系 数/ m^{-1}
玻璃 纤维	200	76.2	1.00	500	1300	760
				650	1100	270
				800	1100	280
				1000	700	310
硅硼玻 璃纤维	220	15.2	≤ 1.00	500	300	265
				650	1100	280
				800	1100	300
高硅氧 纤维 A-100	50.0	48.3	1.30	500	200	380
				650	200	570
				800	200	730
				1000	200	760
高硅氧 纤维 B-100	50.0	48.3	10.0	500	200	330
				650	200	500
				800	200	710
碳纤 维纸			10.0	775	400	385
				923	200	260
				1120	200	185

2 MLI 结构的隔热性能

影响 MLI 结构隔热性能的因素很多,其中除了材料选择,间隔层的厚度、层数、层间搭接方式等均可能对其性能产生较大的影响。

2.1 真空度对 MLI 结构隔热性能的影响

高真空是 MLI 隔热性能实现的基本要求,真空度的高低影响了 MLI 层间气体的对流传热和导热。超高真空度下的 MLI 的热导率与一般真空度条件下相差最高可达两个数量级。在以双面镀铝聚酰亚胺薄膜为反射层,玻璃纤维纸为间隔层组成的 MLI 结构中,在压力为 1 mPa 条件下,其当量热导率为 $7.62 \times 10^{-4} \text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$,而在大气条件下,其当量热导率为 $4.98 \times 10^{-2} \text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$,相差约二个数量级^[6]。

2.2 层间厚度对 MLI 结构隔热性能的影响

赵玲等^[7]利用有限元分析法,研究了层间厚度宇航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2013 年 第 4 期

对 MLI 结构隔热性能的影响。固定反射屏等间距情况下屏间纤维厚度为 15.2 mm, 上层反射屏与热边界距离为 3 mm, 逐渐改变屏间纤维厚度 d 使其按 3、6、9、12、15 mm 规律逐次变化, 图 3 为不同纤维厚度与铝合金结构温度响应的对应曲线。层间厚度的增加可以减缓铝板温度升高的速率, 而铝板的温度峰值则随着厚度的增加呈现先降低的趋势, 而当层间厚度过大时, 纤维中囤积的热量过大, 这些热量在后期的大量释放导致了铝板峰值温度的升高。

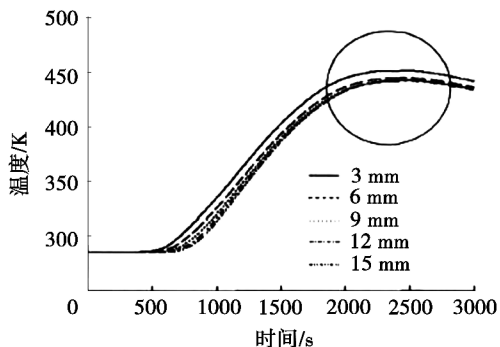


图 3 层间厚度对 MLI 隔热性能的影响^[7]

Fig. 3 Influence of foil distribution on thermal insulation property of MLI

2.3 MLI 层数对隔热性能的影响

Robert 等^[8]研究了不同反射屏层数对 MLI 结构隔热性能的影响, 他们分别将液氢储箱应用条件下、实验室测得和计算所得的热导率进行了对比, 如图 4 所示。无论在何种测试或计算条件下, MLI 系统的热导率均随厚度的增加而降低。另外, 由于搭接、密封和穿孔结构的存在, 导致液氢储箱应用状态下 MLI 系统的热导率高于实验室条件, 因此在 MLI 应用过程中, 需要尽量优化搭接和穿孔结构的结构设计。为了进一步提高绝热结构的性能, 需要进一步增加 MLI 的层数, 因此作者对目前隔热性能的计算方法进行了优化, 得到了可以对 200 层复合结构的隔热性能进行计算的模型。

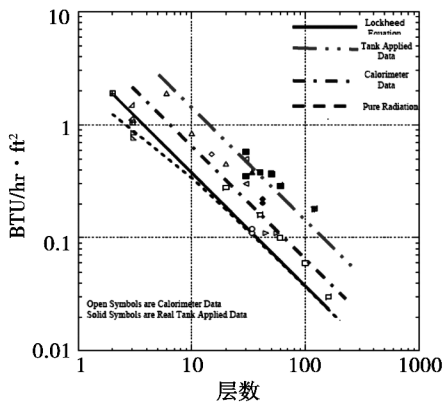


图 4 MLI 层数对产品热导率的影响^[8]

Fig. 4 Influence of layers on thermal insulation property of MLI

David 等^[9]认为针对不同液体推进剂的应用要宇航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2013 年 第 4 期

求, 可以通过调节 MLI 的层数实现对蒸发率的控制, 其研究结果见表 2。

表 2 满足不同燃料应用所需的 MLI 层数^[9]

Tab. 2 Different layers of MLI for given propellant

推进剂类型	MLI 层数
LH ₂	45
LO ₂	30
LCH ₄	30

Peter 等^[10]对单位厚度内不同层数的 MLI 的隔热性能进行了表征。结果表明, 随着单位厚度内层数的增加(即间隔层厚度减小), MLI 结构的热导率呈现出先降低后升高的趋势, 这是因为层数的增加会使得辐射传热能力降低, 而与此同时, 不同的辐射层之间接触的几率增加, 使得固体传热的能力升高。为了使 MLI 结构的隔热性能达到最佳, 需要找到一个平衡点, 因此对间隔层厚度进行优化是 MLI 结构研究过程中需要重点考虑的问题。

3 MLI 结构的加工装配

3.1 MLI 结构的加工工艺过程

MLI 结构的制作工艺根据工作环境和应用条件要求变化较多, 但整个工艺流程大体相同, 主要过程如图 5 所示。

在 MLI 结构的制备过程中需要对操作环境温湿度等和操作人员与产品的接触方式进行严格控制; 需要保证 MLI 结构的形状和大小与产品相符; 整料铺设过程中需要对 MLI 结构进行穿孔或开缝处理, 以改善 MLI 结构的透气性, 并用缝制的方式将 MLI 结构进行一定的固定; MLI 结构在制备过程中采用缝制的方法进行固定和成型, 缝合松紧适度, 边缘整齐, 无毛边, 表面无污染。

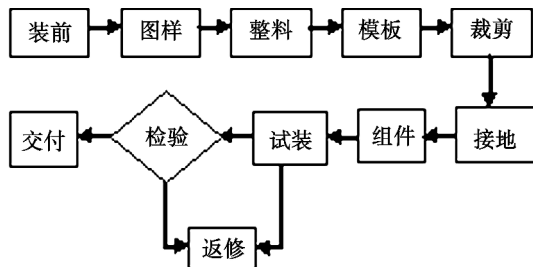


图 5 MLI 结构加工工艺过程

Fig. 5 Fabrication process of MLI

3.2 MLI 结构层间搭接和穿孔对产品隔热性能的影响

MLI 结构是由很多层反射屏和间隔材料互相叠加得到的复合结构, 为了满足未来航天技术发展的需要, 具有更好的隔热性能, MLI 结构的层数可能继续增加, 因此层间的搭接结构对 MLI 结构的隔热性能

具有较大影响。

MLI 层间的主要搭接方式主要有多层交叠型, 单层交替型和层层对接型, 其结构如图 6 所示。其中, 单层交替型具有最好的隔热性能, 但其缺点是透气性较差, 制备过程需要耗费大量的人力。

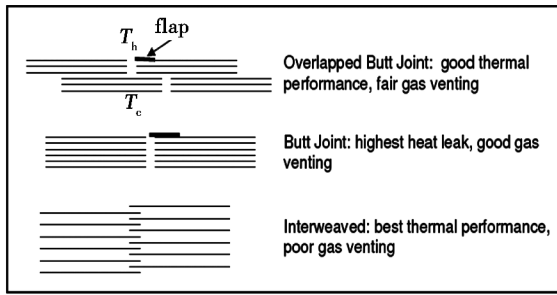


图 6 MLI 层间搭接结构示意图^[10]

Fig 6 Structure of overlap joint between different layers

层层对接型是报道较多的 MLI 研究中应用的搭接方式, 在这种结构中, 为了减少冷热板之间的直接接触, 需要在搭接面的表面粘接一个保护层。这种结构的优点在于有利于气体的逸出以使 MLI 达到更高

的真空度, 而缺点则在于搭接处存在较大的缝隙, 增加了热交换的量; 多层叠加型是在上述两种结构的基础上发展而来的, 它对二者的优缺点进行了结合, 在保证较好隔热性能的同时也保证了气体能够快速逸出。

MLI 在高真空环境下的隔热性能更佳, 可有效地阻止残余气体的导热。但在 MLI 内部层间气体的压力要比真空腔内气体的压力高 1~2 个数量级, 残余气体的导热率可达总热流的 50%~79%。为了减小层间的气体压力梯度, 提高抽空效率, 采用在反射屏上穿孔的措施。

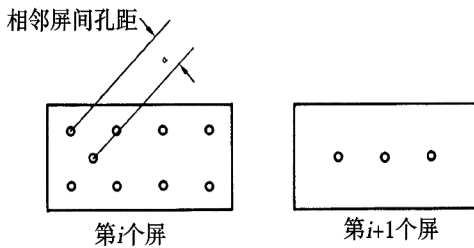
穿孔的面积率(穿孔率)会影响到反射屏的有效反射率, 穿孔率越高, 产品的有效反射率越低, 而抽空率越高, 气体的热导率越小, 因此需要对孔的尺寸、孔的密度进行最优化设计。

根据任亚杰^[11]的研究, 可以通过下列公式求得反射屏的最佳开孔率。

$$q = \left[\frac{1}{\left(\frac{2}{\epsilon} - 1\right)n} + \frac{2\tau}{(2 - \epsilon)(1 - \tau)n} \right] \sigma(T_2^4 - T_1^4) + \frac{3}{2} \nu k(T_2 - T_1) \frac{1 - \tau}{\tau} n$$

由 $\frac{dq}{d\tau} = 0$ 得

$$\frac{(1 - \tau)}{\tau} = \frac{\left[\frac{2\sigma(T_2^4 - T_1^4)}{(2 - \epsilon) \left[\frac{3}{2} \nu K(T_2 - T_1) \right]} \right]^{\frac{1}{2}}}{n}$$



式中, γ 为材料的出气率; K 为玻耳兹曼常数; σ 为斯蒂藩-玻耳兹曼常数; n 为反射屏的层数; τ 为反射屏的开孔率; $1 - \tau$ 则为反射屏的剩余面积率; ϵ 为反射屏的发射率; T_1 为冷壁的温度; T_2 为热壁的温度。另外, 在反射屏上开缝也可以起到与穿孔相同的效果, 同样其缝的大小也需要通过计算和实验进行优化。

3.3 MLI 结构的固定方式

多层隔热组件需要通过一定方法与被包覆的主体进行固定, 实验证明最简单、实用的固定方法是“尼龙搭扣搭接”法: 将尼龙搭扣的“钩”带用黏接剂

粘贴在仪器或金属表面上, 将尼龙搭扣的“圈”带缝制在多层隔热材料组件上, 然后将尼龙搭扣的“钩”带与“圈”带互相对准压紧。这种结构和固定方式已广泛用于各种航天器^[12]。

MLI 结构层间通过尼龙线和尼龙扣进行固定, 其主要功能包括两个方面: 第一, 可以防止在 MLI 结构安装之前出现部分单层结构之间发生聚集, 影响 MLI 结构层的稳定性; 第二, 为 MLI 结构在高负载条件下提供所需的结构支持并可以防止层间的相互滑动。从固定的方面看, 采用较多层较薄隔热结构的性能要优于采用较少层较厚隔热结构, 因为采用较多的隔热层数可以避免出现贯穿性的散热通道。层间的相对移动可以通过层间的双面受力带进行固定或通过四氟纽扣进行连接^[13]。

4 MLI 结构的应用

国外从 70 年代便有将 MLI 用于运载火箭和卫星航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2013 年 第 4 期

星隔热领域的报道。

James 等^[14]制备了喷涂发泡泡沫在里、MLI 在外的复合隔热结构,其中泡沫在发射准备和发射过程中起到隔热作用,而 MLI 结构用于在太空高真空环境中起到隔热作用。在试验中,采用双面聚酯铝箔为反射层,粗糙的涤纶织网作为间隔层,贮箱的前底采用了 32 层反射层,其他部位采用 17 层反射层(其中 15 层为设计需求,2 层起支撑和保护作用)。在吹扫气体速率为 0~10.5 lb/min 时,热交换速率为 754.7~885.6 W,保温性能良好。

在欧洲,火箭上面级被认为是未来航天发展的一种较有前景的发展方向,在上面级的多种技术中,低温燃料的隔热技术是关键之一。MLI 被认为是解决上面级燃料贮存问题,获得最好隔热性能的最有研究前景的技术之一。其主要的关注方向为自身质量的控制和表面的热力学环境控制^[15]。

为了实现航天器从月球的顺利返回,需要在将推进剂在月球表面进行较长时间的贮藏。2009 年,波音公司研制了一种以较厚 MLI 作为隔热材料的被动绝热结构的贮箱。在试验进行的 210 d 中,液氧和液态甲烷推进剂在月球表面的挥发量分别为<1.9% 和<1.4%,具有较好的贮存能力。在这项研究中,为了获得较好的保温性能,贮箱压力的控制也是关键技术之一^[16]。

在欧洲航天局(ESA)的资助下,Perczynski 等^[17]研制了一种容量为 23 t、用于在近地轨道贮存推进剂的新型液氢-液氧贮箱,其结构如图 7 所示。采用这种结构的贮箱的沸腾率最低可以达到每天 0.015%。另外,经计算发现,如用复合材料制备贮箱的壳体,可以进一步使液体燃料的沸腾率降低 15%~40%。

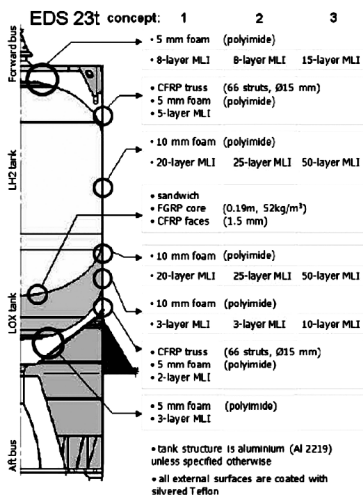


图 7 23 t 推进剂贮箱的概念图^[17]

Fig. 7 Concept map of 23 t propellant tank

美国马歇尔航天中心最早开展了 MLI 用于低温推进剂贮箱的研究,建立了以聚氨酯泡沫塑料与 MLI 宇航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2013 年 第 4 期

为主要绝热结构的多用途氢测试系统(MHTB),可以用于模拟在轨情况下飞行器燃料贮箱的应用情况^[18-19]。MHTB 低温燃料贮箱柱段采用变密度的 MLI,通过缠绕的方式进行施工,当反射屏层数为 45 层,平均密度为 12 层/cm 时可以获得最佳的隔热效果。其施工过程见图 8。

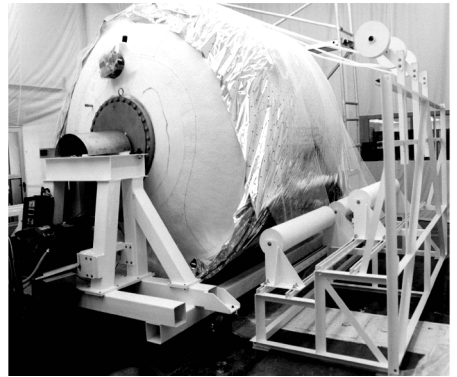


图 8 MHTB 表面 MLI 缠绕施工过程^[19]

Fig. 8 Roll-wrapping application of VD-MLI and dacron net spacing material

最早将 MLI 用于低温贮箱绝热结构的产品是美国的半人马座上面级(图 9)^[21-22]。半人马座上面级是全球第一个低温上面级,具备较好的深空探测能力。在其设计过程中,其绝热结构分别采用了三种不同的 MLI,包括 3 层反射屏、25 层 MLI 和变密度多层隔热材料,结果表明,在采用了 MLI 隔热结构以后,液氢贮箱在航行过程中的吸热量从 11.2 kW 减少至 910 W,降低了大约 92%。而当采用变密度多层隔热材料时,可以将低温推进剂的日蒸发量从 2% 降至 1%。



图 9 半人马座表面 MLI 结构^[21]

Fig. 9 MLI on Centaur Sidewalls

在国内隔热材料的研究领域,MLI 结构的应用同样有一定的研究基础,但由于应用需求不足,目前 MLI 结构的研究和应用报道还限于卫星的仪器隔热^[23]。

5 结语

经过几十年的发展,国外在 MLI 的研究和应用方面已经较为成熟,具备从材料设计、研制、生产、性能测试和应用验证的完整体系。国内目前在 MLI 的研制和应用方面还仅限于卫星仪器的热防护,在低温贮箱隔热方面的应用尚待开展。

为满足载人登月、登陆火星和深空探测的需要,MLI 隔热系统的研究仍是现在航天材料研究的关键领域之一。

参考文献

[1] Hastings L J, Plachta D W, Salerno L. An overview of NASA efforts on zero boil-off storage of cryogenic propellants[J]. *Cryogenics*, 2002, 41: 833-839

[2] James E. Fesmire S, Augustynowicz D. Cryogenic Thermal Insulation Systems [C] // 16th Thermal and Fluids Analysis Workshop, Orlando, Florida, 2005, 9

[3] Peterson P. "The Heat-Tight Vessel" A transport and storage vessel for liquid oxygen and liquid nitrogen, etc [R]. Office of Naval Intelligence. Translation No. 1147. University of Lund Sweden, 1951, 12

[4] 张建可, 冀勇夫. 多层隔热反射屏基底材料试验筛选[J]. *真空与低温*, 2007, 13(4): 234-239

[5] 江经善. 多层隔热材料及其在航天器上的应用[J]. *宇航材料工艺*, 2000, 30(4): 17-25

[6] 彭芝生. 温控材料之二: 隔热及其它材料[R]. 航天飞行器材料汇编, 1984: 84

[7] 赵玲, 吕国志, 任克亮, 等. 再入飞行器多层隔热结构优化分析[J]. *航空学报*, 2007, 28(6): 345-350

[8] Robert J. Stochl, Matthew E. Moran. Multi-Layer Insulation Test Rig for MLI Design Code Validation [C] // AIAA SPACE 2007 Conference & Exposition, Long Beach, California, 2007, 9

[9] David Plachta, Peter Kittel. An Updated Zero Boil-Off Cryogenic Propellant Storage Analysis Applied to Upper Stages or Depots in an LEO Environment [J]. 38th Joint Propulsion Conference and Exhibit, Indiana, 2002, 7

[10] Peter E. Glaser. Thermal Protection Systems For Liquid Hydrogen Tanks [C].

[11] 任亚杰. 多层隔热体的包扎技术[J]. *汉中师范学院学报*, 1999, 17(2): 29-32

[12] 孙慧, 徐抒岩, 孙守红. 多层隔热组件的制作工艺[J]. *宇航材料工艺*, 2011, 41(3): 81-83

[13] Robert J. Stochl, Chinh T. Nguyen. Advanced Insulation Techniques for Cryogenic Tanks [C] // 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Denver, Colorado, 2009, 8

[14] James J M. Cryogenic testing of a foam-multilayer insulation concept in a simulated pre-launch environment [C] // AIAA 92-3182. Nashville, TN, 1992, 6

[15] Kunz O, Renk T, Kauffmann J. FLPP: Cryogenic upper stage technologies programmatic and technological overview [C] // ICA-08

[16] Michael P. Doherty, Joseph D. Gaby, Louis J. Salerno, et al. Cryogenic Fluid Management Technology For Moon and Mars Missions [C] // AIAA SPACE 2009 Conference & Exposition 14/17, Pasadena, California, 2009, 9

[17] Piotr Perczynski, Barry Zandbergen, Juergen Starke. Thermal protection system for long-term in-orbit cryogenic propellant storage [C] // IAC 2009, Daejeon, Korea, 2009

[18] Marlow W A. Design of Multilayer Insulation for the Multipurpose Hydrogen Test Bed [C] // AIAA, 2010

[19] Hastings L J, Hedayat A, Brown T M. Analytical modeling and test correlation of variable density multilayer insulation for cryogenic storage [C] // NASA

[20] William E. G. Caur D-1T propulsion and propellant systems [C] // AIAA, Nevada, Las Vegas, 1973, 11

[21] De Kruijff J S, Kutter B F. Centaur upper-stage applicability for several-day mission durations with minor insulation modifications [C] // 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Cincinnati, OH, 2007

[22] Le Bar J F, Cady E C. The advanced cryogenic evolved stage (ACES) - a low-cost, low-risk approach to space exploration launch [C] // Space. San Jose, California, 2006

[23] 江经善. 实践四号卫星热设计及其实施 [J]. *航天器工程*, 1995, 4(2): 46

(编辑 吴坚)